

УДК 629.036.017.1

В.В. Ратынский

ОЦЕНКА ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ КОМПРЕССОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Приведена методика оценки запаса газодинамической устойчивости компрессоров в эксплуатации, основанная на определении положения линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров с учетом условий совместной работы основных узлов газотурбинных двигателей. Рассмотрены результаты численного эксперимента на ЭВМ для трехвального турбореактивного двухконтурного двигателя.

Одним из основных факторов, влияющих на уровень безопасности полетов воздушных судов, является газодинамическая устойчивость компрессора газотурбинных двигателей. Для оценки коэффициента запаса газодинамической устойчивости компрессора необходимо оценивать положение линии рабочих режимов на характеристике компрессора и изменение самой характеристики в процессе эксплуатации. Изменение характеристики компрессора можно оценить по методикам, представленным в работах [1; 2], а положение линии рабочих режимов из условий совместной работы узлов газотурбинных двигателей.

Условия совместной работы основных узлов двухконтурного турбореактивного двигателя приведены в книге [3].

Рассмотрим наиболее сложную схему газотурбинного двигателя – трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель с отдельными соплами, обозначение основных сечений которого показано на рис. 1.

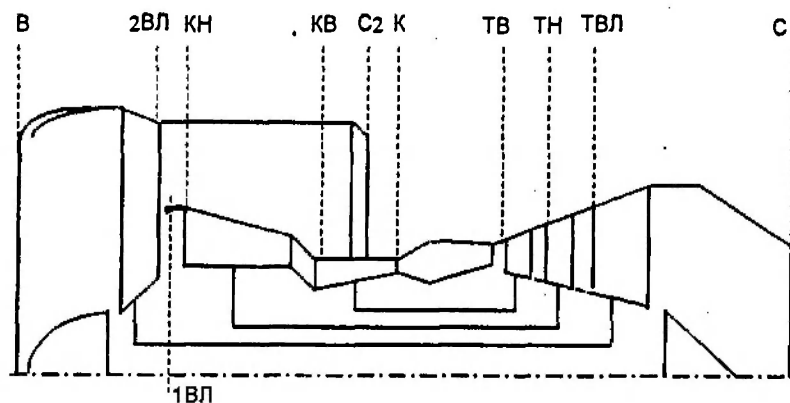


Рис. 1. Схема проточной части трехвального турбореактивного двухконтурного двигателя:

В – вход в компрессор; ВЛ – вентилятор; КН – компрессор низкого давления; КВ – компрессор высокого давления; С – сопло; К – камера сгорания; ТВ – турбина высокого давления; ТН – турбина низкого давления; ТВЛ – турбина вентилятора

Имея характеристики компрессоров и турбин при исходном и измененном состоянии проточной части, находим значения параметров, удовлетворяющих условиям совместной работы элементов при заданном законе управления, т.е. определяем положение линии рабочих режимов на характеристике компрессора. Построение линии рабочих режимов на характеристике компрессора является основой расчета характеристик газотурбинного двигателя при изменении его технического состояния.

Для каскада высокого давления уравнение линии рабочих режимов имеет вид [3]:

$$\frac{\pi_{ВД}^*}{q(\lambda_{В})_{КВ}} = A \sqrt{\frac{\pi_{КВ}^{*K} - 1}{\eta_{КВ}^*}}, \quad (1)$$

$$A = \frac{m_{В} F_{КВ} (1 - g_{охл} - g_{отб}) (1 + g_{Т})}{m_{Г} F_{СА.ТВ} q(\lambda_{СА})_{ТВ} \sigma_{СА.ТВ} \sigma_{СА}}; \quad B = \sqrt{\frac{\frac{K}{K-1} R}{\frac{K_{Г}}{K_{Г}-1} R_{Г} (1 - \frac{1}{\pi_{ТВ}^{*K_{Г}-1}}) \eta_{ТВ}^* f}}$$

$$f = (1 - g_{отв} - g_{отб}) + g_{Т},$$

где $\pi_{КВ}^*$, $\pi_{ТВ}^*$ – степень повышения давления в компрессоре и турбине высокого давления соответственно; $q(\lambda)$ – относительная плотность тока; K и $K_{Г}$ – показатель адиабаты для воздуха и газа соответственно; $\eta_{КВ}^*$, $\eta_{ТВ}^*$ – КПД; $m_{В}$, $m_{Г}$ – константы в уравнении расхода для воздуха и газа соответственно; $F_{КВ}$ – площадь компрессора высокого давления; $g_{охл}$, $g_{отб}$, $g_{Т}$ – относительный расход охлаждения, отбора, топлива соответственно; σ – коэффициент восстановления полного давления; R , $R_{Г}$ – газовая постоянная для воздуха и газа соответственно.

При условии критического перепада давлений в первом сопловом аппарате турбины высокого давления, а также при $g_{охл} = \text{const}$, $g_{отб} = \text{const}$ и $\pi_{ТВ}^* = \text{const}$ очевидно, что $A = \text{const}$, $B = \text{const}$.

Функциональным свойством рабочих линий, соответствующих условию $\pi_{ТВ}^* = \text{const}$, является то, что они определяются только выбором исходной точки на характеристике каскада высокого давления (значением констант A и B) и не изменяют своего расположения при любых изменениях атмосферных условий, скорости, высоты полета и частоты вращения двигателя.

Уравнение линии рабочих режимов на характеристике компрессора низкого давления выводится аналогично каскаду высокого давления из условия баланса расходов и мощностей. Исходя из данных условий уравнение линии рабочих режимов на характеристике компрессора низкого давления после несложных преобразований принимает вид:

$$\frac{\pi_{КН}^*}{q(\lambda_{В})_{КН}} = \text{const}_1 \sqrt{\text{const}_2} \frac{1}{\pi_{КВ}^*} \sqrt{\frac{\pi_{КН}^{*k} - 1}{\eta_{КН}^*}}, \quad (2)$$

$$\text{где } \text{const}_1 = \frac{m_{В} F_{КН} \pi_{ТВ}^*}{m_{Г} F_{СА.ТН} \sigma_{СА.ТН} \sigma_{КАН} \sigma_{КС} q(\lambda_{СА})_{ТН}}; \quad \text{const}_2 = \frac{\frac{k}{k-1} R}{\frac{k_{Г}}{k_{Г}-1} R_{Г} (1 - \frac{1}{\pi_{ТН}^{*k_{Г}-1}}) \eta_{ТН}^* f}$$

Значения const_1 и const_2 остаются постоянными только при критических перепадах давления в сопловых аппаратах турбин высокого и низкого давления и при нерегулируемой проточной части, так как $\pi_{ТВ}^* = \text{const}$, $\pi_{ТН}^* = \text{const}$, $\eta_{ТН}^* = \text{const}$, а также $q(\lambda_{са})_{ТН} = 1$.

Анализ уравнения (2) показывает, что положение линии рабочих режимов на характеристике компрессора низкого давления зависит не только от свойств его характеристики, но и от режима работы компрессора высокого давления.

При рассмотрении совместной работы вентилятора и турбины вентилятора воспользуемся уравнением баланса расходов в сечении на входе в вентилятор (сечение σ) и через сопловой аппарат турбины вентилятора и баланса мощностей вентилятора и турбины вентилятора. Тогда уравнение линии рабочих режимов на характеристике вентилятора имеет вид:

$$\pi_{\text{ВЛ1}}^* = \text{const}_3 \frac{1}{\pi_{\text{КН}}^* \pi_{\text{КВ}}^*} \frac{1}{m+1} \sqrt{\text{const}_4} \sqrt{\frac{m \left(\pi_{\text{ВЛ2}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1 \right) + \pi_{\text{ВЛ2}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1}{\eta_{\text{ВЛ}}^*}} \frac{q(\lambda_{\text{В}})}{q(\lambda_{\text{СА}})_{\text{ТВЛ}}}, \quad (3)$$

$$\sqrt{\left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВЛ}}^{*\frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}}-1}}}\right) \eta_{\text{ТВ}}^*}$$

$$\text{const}_3 = \frac{m_{\text{В}} F_{\text{В}} \pi_{\text{ТВ}}^* \pi_{\text{ВЛ}}^*}{m_{\text{Г}} \sigma_{\text{СА.ТВЛ}} F_{\text{СА.ТВЛ}} \sigma_{\text{КАН}} \sigma_{\text{КН}}}; \quad \text{const}_4 = \frac{\frac{k}{k-1} R}{\frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}}-1} R_{\text{Г}} \eta_{\text{м}} f}$$

где m – степень двухконтурности.

Уравнение (3) справедливо как для критических, так и для докритических перепадов давления в первом сопловом аппарате турбины вентилятора. Однако при критических и сверхкритических перепадах давления в сопловом аппарате турбины вентилятора и соплах наружного и внутреннего контуров $\pi_{\text{ТВЛ}}^* = \text{const}$; $\eta_{\text{ТВЛ}}^* = \text{const}$; $q(\lambda_{\text{СА}})_{\text{ТВЛ}} = 1$. Тогда уравнение (3) принимает вид:

$$\frac{\pi_{\text{ВЛ1}}^*}{q(\lambda_{\text{В}})} = \frac{\text{const}_5}{\pi_{\text{КН}}^* \pi_{\text{КВ}}^*} \frac{1}{m+1} \sqrt{\frac{m \left(\pi_{\text{ВЛ2}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1 \right) + \pi_{\text{ВЛ2}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1}{\eta_{\text{ВЛ}}^*}}, \quad (4)$$

где

$$\text{const}_5 = \frac{\text{const}_3 \sqrt{\text{const}_4}}{\sqrt{\left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВЛ}}^{*\frac{k_{\text{Г}}}{k_{\text{Г}}-1}}}\right) \eta_{\text{ТВ}}^*}}$$

В общем случае степени повышения давления вентилятора в наружном и внутреннем контурах могут быть одинаковыми, а также в случае постановки подпорных ступеней $\pi_{\text{ВЛ1}}^* = \pi_{\text{ВЛ2}}^*$, и тогда уравнение (4) приводится к следующему выражению:

$$\frac{\pi_{\text{ВЛ1}}^*}{q(\lambda_{\text{В}})} = \frac{\text{const}_5}{\pi_{\text{КН}}^* \pi_{\text{КВ}}^*} \frac{1}{m+1} \sqrt{\frac{\pi_{\text{ВЛ1}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1}{\eta_{\text{ВЛ}}^*}}. \quad (5)$$

Уравнения (4) и (5) позволяют построить для различных значений приведенной частоты вращения вентилятора $n_{\text{в.пр}}$ линию совместной работы турбины вентилятора, которая со-

гласована с линией рабочих режимов компрессоров высокого и среднего давления. Незвестной величиной в этих уравнениях является степень двухконтурности.

Для определения степени двухконтурности турбореактивного двухконтурного двигателя на каком-либо режиме его работы воспользуемся уравнениями расхода воздуха G через сопло наружного контура и через сечение на входе в компрессор низкого давления (сечение КН):

$$m = \frac{G_{В2}^*}{G_{В1}^*} = \frac{m_{В} F_{С2} p_{ВЛ2}^* \sigma_2 \sqrt{T_{ВЛ2}^*} q(\lambda_{С2})}{m_{В} F_{КН} p_{ВЛ1}^* \sqrt{T_{ВЛ1}^*} q(\lambda_{КН})} = \text{const}_6 \frac{\pi_{ВЛ2}^* \bar{q}(\lambda_{С2}) \sqrt{1 + I_{ВЛ1}}}{\pi_{ВЛ1}^* q(\lambda_{КН}) \sqrt{1 + I_{ВЛ2}}}$$

где $\text{const}_6 = F_{С2} \sigma_2 / F_{КН}$; σ_2 – коэффициент восстановления полного давления в канале наружного контура; $p_{ВЛ2}^*$, $p_{ВЛ1}^*$ – полное давление за вентилятором в наружном и внутреннем контурах; T – температура; $I_{ВЛ2}^*$, $I_{ВЛ1}^*$ – безразмерные работы вентилятора во внутреннем и наружном контурах:

$$I = \pi_{ВЛ}^{*k-1} - 1 / \eta_{ВЛ}^*$$

Итак, полученные уравнения совместной работы основных узлов газотурбинного двигателя (1), (2), (3), (4) позволяют построить линии рабочих режимов, сбалансированные по расходу воздуха на характеристиках компрессоров, для газотурбинного двигателя прямой реакции любых схем.

На рис. 2, 3, 4 показаны характеристики каскадов компрессоров трехвального турбореактивного двухконтурного двигателя с отдельными соплами Д-36 с нанесенными линиями рабочих режимов, построенные по разработанной методике.

Как следует из рис. 2, 3, 4, расположение линии рабочих режимов на характеристиках компрессора высокого давления и компрессора среднего давления остается стабильным при изменении режима работы двигателя и внешних условий (рис. 2, 3), а на характеристике вентилятора происходит расслоение линии рабочих режимов в связи с тем, что при уменьшении $\eta_{в.пр}$ перепады давления в сопле становятся докритическими, т.е. $q(\lambda_{ст}) < 1$.

Имея исходные или измененные характеристики компрессоров и турбин, по предложенной методике можно построить линии рабочих режимов, после чего определить коэффициент запаса газодинамической устойчивости компрессора по формуле [4]:

$$\Delta K_y = \left[\frac{\frac{\pi_{k_{гр}}^*}{q(\lambda_i)_{гр}}}{\frac{\pi_{k_i}^*}{q(\lambda_i)_{лрр}}} - 1 \right] 100 \text{ ,}$$

где $\pi_{k_i}^*$ и $\pi_{k_{гр}}^*$ – соответственно степень повышения давления в i -м компрессоре в рабочей точке на линии рабочих режимов и на границе устойчивости.

Исходя из условий совместной работы турбины и сопла при докритических перепадах давлений в сопле степень понижения давления в турбине перестает быть постоянной и уменьшается по мере снижения $\eta_{в.пр}$, начиная с последних ступеней турбины. Это сопровождается увеличением значения const_5 в уравнении (4), что приводит к отклонению линии рабочих режимов в сторону границы газодинамической устойчивости компрессора.

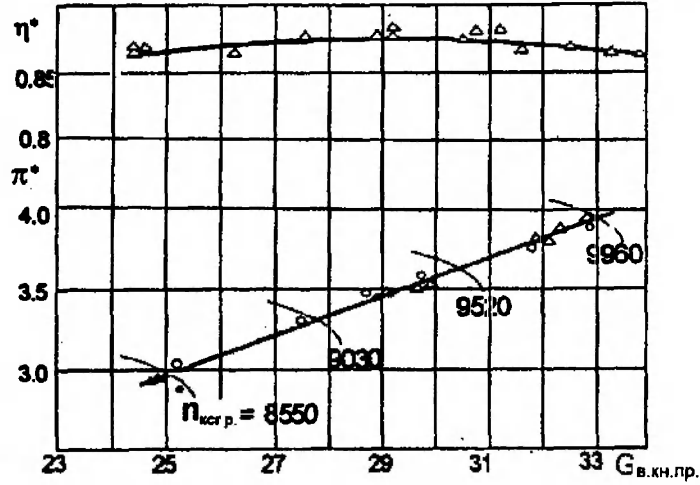


Рис. 2. Характеристика компрессора низкого давления турбореактивного двухконтурного двигателя Д-36: Δ – экспериментальные данные; \ominus – расчетные данные

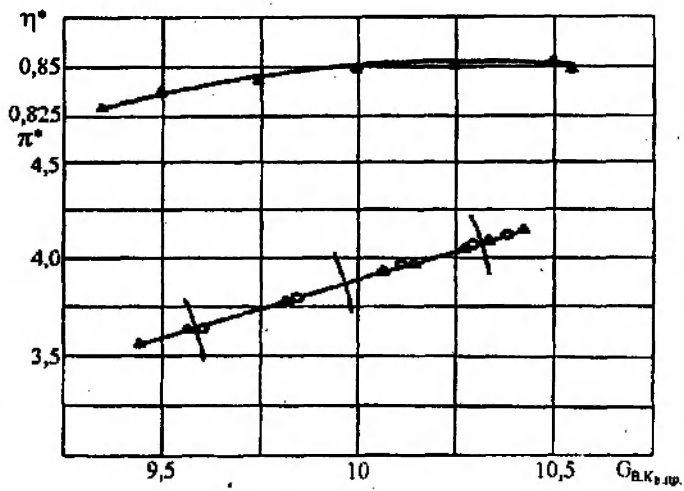


Рис. 3. Характеристика компрессора высокого давления по линии совместной работы турбореактивного двухконтурного двигателя Д-36: Δ – экспериментальные данные; \ominus – расчетные данные

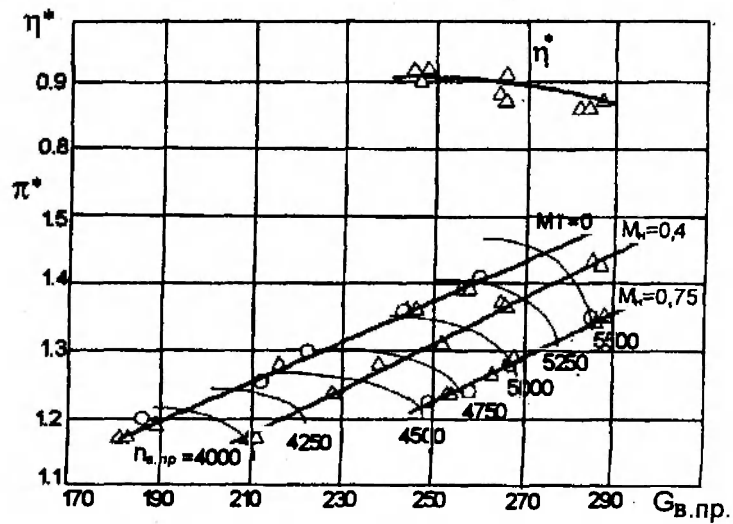


Рис. 4. Характеристика вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя Д-36: Δ – экспериментальные данные; \ominus – расчетные данные

Апробация разработанной методики по определению положения линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров трехвального турбореактивного двухконтурного двигателя и оценки запаса газодинамической устойчивости показывает удовлетворительную сходимость результатов, полученных по уравнениям совместной работы основных узлов газотурбинного двигателя, с данными завода-изготовителя.

Список литературы

1. *Баммерт, Воелк.* Влияние шероховатости поверхности лопаток на аэродинамические и рабочие характеристики осевого компрессора // Тр. амер. об. инженеров-механиков. Сер. энерг. машины и установки. -1980. -№2. -С.59-65.
2. *Дмитриев С.А., Цыбалов И.Г.* Диагностирование проточной части ТРДДсм с учетом изменения характеристик его узлов в эксплуатации// Информационное обеспечение системы технического обслуживания и ремонта АТ: Сб. науч. тр. -Киев: КИИГА, 1987. -С.64-69.
3. *Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.* Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. -М.: Машиностроение, 1978. - 336 с.
4. *Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М.* Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1. -М.. Машиностроение, 1977. -312 с.

Стаття надійшла до редакції 6 червня 1997 року.



Валерій Валерійович Ратинський (1969) закінчив Київський міжнародний університет цивільної авіації в 1995 році. Асистент кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університету цивільної авіації. Галузь наукових досліджень – діагностування авіаційних двигунів.

V.V. Ratynsky (b. 1969) graduated from Kyiv International University of Civil Aviation (1995). Assistant of Department of aircraft engines of KIUCA, specializes in the field of diagnostic of the aircraft engines.